

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 11-200802

(43)Date of publication of application : 27.07.1999

(51)Int.Cl. F01D 5/14

(21)Application number : 10-007248

(71)Applicant : HITACHI LTD

(22)Date of filing : 19.01.1998

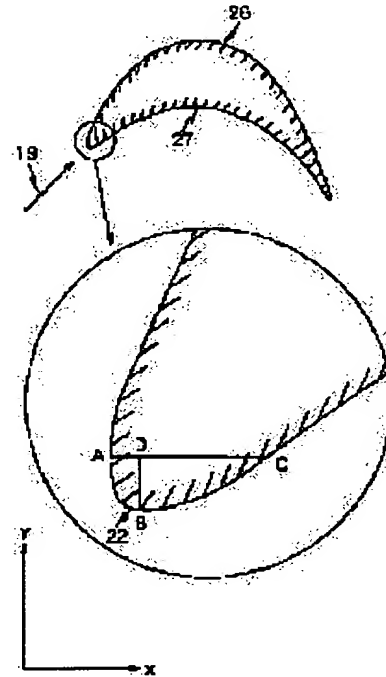
(72)Inventor : SENOO SHIGEKI
KANO YOSHIO
SEGAWA KIYOSHI

(54) MOVING BLADE FOR TURBOMACHINERY

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To suppress increase of an energy loss depending on an incident angle by suppressing increase of width in a wing boundary layer of fluid in a belly surface side of a front edge part of a moving blade in the case of having a negative incident angle, or by suppressing separation of the fluid.

SOLUTION: In the moving blade for turbomachinery, a length of a segment DC is twice the length of a segment DB or more, and a radius of curvature of an outline in a circular arc-shaped blade profile section formed in the vicinity of a point B is made to be larger than that of an outline in a circular arc-shaped blade profile section forming a front edge part, where a point A is a point having the minimum in x-coordinates in an outline in a blade profile section in the vicinity of the front edge part, a point B is a point having the minimum in y-coordinates in the outline in the blade profile section in the vicinity of the front edge part, a point C is a point having y-coordinates equal to the point A in the outline in the blade profile section in the vicinity of the front edge part, and a point D is a point having x-coordinate equal to the point B and existing on a segment AC.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination] 27.07.2000

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平11-200802

(43) 公開日 平成11年(1999) 7月27日

(51) Int.Cl.⁶

F 0 1 D 5/14

識別記号

F I

F 0 1 D 5/14

審査請求 未請求 請求項の数 3 O L (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願平10-7248

(22) 出願日 平成10年(1998) 1月19日

(71) 出願人 000005108

株式会社日立製作所

東京都千代田区神田駿河台四丁目6番地

(72) 発明者 妹尾 茂樹

茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株

式会社日立製作所電力・電機開発本部内

(72) 発明者 鹿野 芳雄

茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株

式会社日立製作所電力・電機開発本部内

(72) 発明者 瀬川 清

茨城県日立市大みか町七丁目2番1号 株

式会社日立製作所電力・電機開発本部内

(74) 代理人 弁理士 小川 勝男

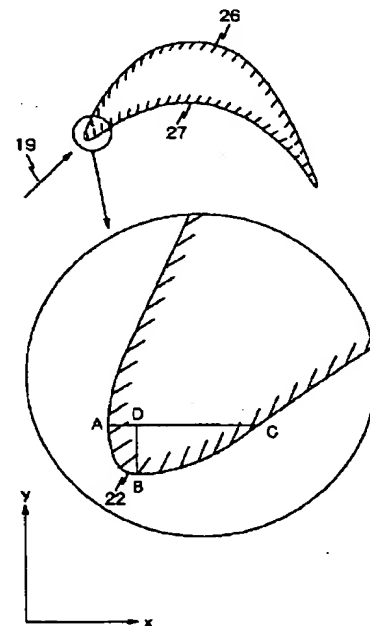
(54) 【発明の名称】 ターボ機械用動翼

(57) 【要約】

【課題】 本発明の課題は、負の入射角を有する場合に、動翼の前縁部の腹面側で、流体の翼面境界層の厚さが増加するのを抑制し、又は流体のはく離を抑制することにより、入射角に依存するエネルギー損失の増加を抑制することにある。

【解決手段】 上記課題を解決するために本発明のターボ機械用動翼は、前縁部近傍の翼型断面の輪郭でx座標が最小となる点を点A、前縁部近傍の翼型断面の輪郭でy座標が最小となる点を点B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点Aとy座標が等しい点を点C、前記点Bとx座標が等しくかつ線分AC上にある点を点Dとしたとき、線分DCの長さが線分DBの長さの2倍以上で、かつ、点Bの近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径を、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きくする。

図 9



【特許請求の範囲】

【請求項 1】ロータに固定されて、流体の流入に伴い前記ロータと共に回転し、かつ、その回転方向の逆方向と

その前縁方向との挟角を示す入口角が 45 度以下の翼型断面を有するターボ機械用動翼において、

前記翼型断面上で、前記ロータの軸方向でかつ前記流体の流入方向を正とした向きを x 軸、前記回転方向を y 軸とした直交座標系を定義し、

前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系の x 座標が最小となる点を点 A、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系の y 座標が最小となる点を点 B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点 A と前記直交座標系の y 座標が等しい点を点 C、前記点 B と前記直交座標系の x 座標が等しくかつ線分 AC 上にある点を点 D としたとき、

線分 DC の長さが線分 DB の長さの 2 倍以上で、かつ、点 B の近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径を、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きいことを特徴とするターボ機械用動翼。

【請求項 2】ロータに固定されて、流体の流入に伴い前記ロータと共に回転し、かつ、その回転方向の逆方向と

その前縁方向との挟角を示す入口角と、前記回転方向の逆方向とその後縁方向との挟角を示す出口角とを加算した角度が 90 度以下の翼型断面を有するターボ機械用動翼において、

前記翼型断面上で、前記ロータの軸方向でかつ前記流体の流入方向を正とした向きを x 軸、前記回転方向を y 軸とした直交座標系を定義し、

前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系の x 座標が最小となる点を点 A、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系の y 座標が最小となる点を点 B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点 A と前記直交座標系の y 座標が等しい点を点 C、前記点 B と前記直交座標系の x 座標が等しくかつ線分 AC 上にある点を点 D としたとき、

線分 DC の長さが線分 DB の長さの 2 倍以上で、かつ、点 B の近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径を、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きくしたことを特徴とするターボ機械用動翼。

【請求項 3】蒸気タービンの衝動段で使用されるターボ機械用動翼において、

その翼型断面上で、前記蒸気タービンのロータの軸方向でかつ前記流体の流入方向を正とした向きを x 軸、前記回転方向を y 軸とした直交座標系を定義し、

前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系の x 座標が最小となる点を点 A、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系の y 座標が最小となる点を点 B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点 A と前記直交座標系の y 座標が等しい点を点 C、前記点 B と前記直交座標系の x

座標が等しくかつ線分 AC 上にある点を点 D としたとき、

その根元部の翼型断面の形状が、線分 DC の長さが線分 DB の長さの 2 倍以上で、かつ、点 B の近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径が、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きいことを特徴とするターボ機械用動翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、流体（空気等）を圧縮する圧縮機及び流体（燃焼ガス、蒸気、空気等）により駆動するタービンに使用されるターボ機械用動翼に係り、特に、火力発電所及び原子力発電所の蒸気タービン、火力発電所及び航空機のカスタマー、自動車の過給機等で使用されるターボ機械用動翼に関する。

【0002】

【従来の技術】圧縮機及びタービンに使用されるターボ機械用動翼（以下、「動翼」と称す。）は、回転軸を中心とした複数の円筒面上で、又は解析により得た流面に相当する複数の円錐面上で、二次元の翼型を設計し、その二次元の翼型を翼長方向に配置して、それら翼長方向の二次元の翼型間を補間することにより設計する。一般的に、二次元の翼型の前縁部（動翼に流入する流体の最上流部）の形状は、前縁部を形成する円弧の半径（以下、「前縁半径」と称す。）、前縁部を形成する円弧の両端における接線の挟角（以下、「前縁ウェッジ角」と称す。）、及び動翼の回転方向の逆方向と前縁方向との挟角（以下、「入口角」と称す。）をパラメーターとして決定する。

【0003】入口角は、動翼の任意の二次元の翼型の位置で、予想される流入角（動翼に流入する流体の流入角度）に対向するように設計される。しかし、実際に動翼に流入してくる流れは、動翼の上流側に位置する静翼による損失や、動翼の先端部（翼頂部）及び根元部（翼底部）における流体の側壁境界層等により、局所的に流体の流速が低下するため、流体の流入方向が動翼の背面側（凸側）に対向する方向に偏向することがある。予想した流入角（入口角）と実際の流入角との偏差を入射角と称す。そして、入射角がゼロ又は非常に小さい場合は、流れのエネルギー損失が小さい。しかし、入射角が大きくなり、所定値を超えると、流体のエネルギー損失が急激に増加する。これは、入射角が所定の値を超えると、動翼の前縁部の特に腹面側で翼面境界層の厚さが増し、又は流れのはく離が発生するためである。

【0004】このような入射角に依存するエネルギー損失の増加を抑制するため、従来は、単に前縁半径を大きくしたり、前縁ウェッジ角を大きくしていた。

【0005】

【発明が解決しようとする課題】特に入口角が小さく、動翼での圧力降下が小さい動翼は、動翼における流体の

相対流入速度が大きく、周方向に隣接する動翼間に形成される流路（以下、「翼間流路」と称す。）において流れを安定化する流れ方向の圧力降下も小さいため、入射角を有するときのエネルギー損失の増加率が大い。しかしながら、前縁半径及び前縁ウェッジ角は、翼型の形状全体に対する影響が大きく、前述したような入射角特性だけを考慮して自由に決定することはできない。特に、入口角が小さく、動翼での圧力降下が小さい翼型においては、流れが安定するように翼間流路の形状を適切に設計すると、前縁半径を大きくしたり、前縁ウェッジ角を小さくすることが困難である。

【0006】また、一般に入口角が小さいとされる蒸気タービンの衝動段の動翼の根元部の翼型において、前縁半径を大きくすると、ロータの外周表面を発達して流下してくる側壁境界層と干渉の影響により、馬蹄形渦と称される二次流れが大きくなり、エネルギー損失が増加する。

【0007】従って、入口角が小さく、動翼での圧力降下が小さい翼型、又は蒸気タービンの衝動段の動翼の根元部の翼型では、前縁半径を大きくしたり、前縁ウェッジ角を大きくしたりすることが制限され、入射角に依存するエネルギー損失の増加を抑制することが困難であった。

【0008】本発明の目的は、前縁部の形状を特定することにより、入射角に依存するエネルギー損失の増加を抑制したターボ機械用動翼を提供することを目的とする。

【0009】

【課題を解決するための手段】上記目的を達成するために、本発明のターボ機械用動翼は、ロータに固定されて、流体の流入に伴い前記ロータと共に回転し、かつ、その回転方向の逆方向とその前縁方向との挟角を示す入口角が45度以下の翼型断面を有する。さらに、前記翼型断面上で、前記ロータの軸方向でかつ前記流体の流入方向を正とした向きをx軸、前記回転方向をy軸とした直交座標系を定義し、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系のx座標が最小となる点を点A、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系のy座標が最小となる点を点B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点Aと前記直交座標系のy座標が等しい点を点C、前記点Bと前記直交座標系のx座標が等しくかつ線分AC上にある点を点Dとしたとき、線分DCの長さが線分DBの長さの2倍以上で、かつ、点Bの近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径を、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きい。

【0010】又は、上記目的を達成するために、本発明のターボ機械用動翼は、ロータに固定されて、流体の流入に伴い前記ロータと共に回転し、かつ、その回転方向の逆方向とその前縁方向との挟角を示す入口角と、前記

とを加算した角度が90度以下の翼型断面を有する。さらに、前記翼型断面上で、前記ロータの軸方向でかつ前記流体の流入方向を正とした向きをx軸、前記回転方向をy軸とした直交座標系を定義し、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系のx座標が最小となる点を点A、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系のy座標が最小となる点を点B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点Aと前記直交座標系のy座標が等しい点を点C、前記点Bと前記直交座標系のx座標が等しくかつ線分AC上にある点を点Dとしたとき、線分DCの長さが線分DBの長さの2倍以上で、かつ、点Bの近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径を、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きい。

【0011】又は、上記目的を達成するために、本発明のターボ機械用動翼は、蒸気タービンの衝動段で使用されるターボ機械用動翼であり、かつ、その翼型断面上で、前記蒸気タービンのロータの軸方向でかつ前記流体の流入方向を正とした向きをx軸、前記回転方向をy軸とした直交座標系を定義し、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系のx座標が最小となる点を点A、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系のy座標が最小となる点を点B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点Aと前記直交座標系のy座標が等しい点を点C、前記点Bと前記直交座標系のx座標が等しくかつ線分AC上にある点を点Dとしたとき、その根元部の翼型断面の形状が、線分DCの長さが線分DBの長さの2倍以上で、かつ、点Bの近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径が、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きい。

【0012】

【発明の実施の形態】以下、本発明のターボ機械用動翼の実施の形態を説明する。

【0013】図1に、本発明のターボ機械用動翼を適用した蒸気タービンの横断面図を示す。図1中、1は蒸気発生装置（ボイラ等）からの蒸気、2は蒸気1により回転する動翼（ブレード）、3は回転に伴う動翼1の振動を抑制するシュラウド、4は動翼2に蒸気1を導く静翼（ノズル）、5は蒸気タービンのロータ、6は動翼2及びロータ5の回転軸、7は円環状のダイヤフラム外輪、8は円環状のダイヤフラム内輪、9は蒸気タービンの車室、10は回転軸6を中心とした円筒面、11は解析により予想される流面に相当する円錐面を示す。

【0014】本実施の形態のターボ機械用動翼は、火力発電所の蒸気タービンの動翼として使用するものであり、特に、その衝動段で使用するものである。静翼4の翼先端（ロータ5の半径方向に対する外周側）を、ダイヤフラム外輪7を介して、車室9に固定する。一方、周方向に隣接する静翼4の根元端（ロータ5の半径方向に対する内周側）を、ダイヤフラム内輪8を用いて夫々連

結（固定）する。また、動翼2の先端にシュラウド3を設ける。尚、このシュラウド3は、動翼2と一体成型する。又は動翼2にテノンかしめにより固定する。一般に、動翼2と一体成型されるシュラウド3を、「インテグラル・シュラウド」又は「インテグラル・カバー」又は「コンティニュアス・シュラウド」又は「コンティニュアス・カバー」と称す。一方、動翼2の根元端を、ロータ5の外周に固定する。

【0015】動翼2と静翼4との組み合わせを、「段落」と称す。この段落を、周方向に対し、十数組設ける。また、段落は、ロータ5の軸方向（回転軸6の軸方向）に対し、数組設ける。蒸気1の流れが下流に向かうに従い、動翼2及び静翼4の翼長が大きくなる。

【0016】そして、動翼4において、蒸気1を加速すると共に、蒸気1の流れ方向を周方向に転向し、動翼2に導く。動翼2に蒸気1が導かれると、周方向に隣接する動翼2間の流路で、蒸気1が加速及び膨張し、動翼2が固定されるロータ5が回転軸を中心に回転する。ロータ5の一端に連結する発電機において、回転エネルギー（機械的エネルギー）を電気的エネルギーに変換して発電を行う。

【0017】動翼2及び静翼4は、複数の円筒面10、又は複数の円錐面11上で、二次元の翼型を設計し、それらの翼型間を補間することにより設計される。動翼2の円筒面10、又は円錐面11の断面を翼型断面と称す。

【0018】以下、本実施の形態を説明上に使用する用語を定義する。

【0019】図2に、本発明のターボ機械用動翼の任意の横断面の翼型を示す。図2中、19は蒸気1の流入方向、20は円群、21は反り線（キャンバー線）、22は前縁、23は後縁、24は前縁円、24aは前縁円弧、25は後縁円、26は背面、27は腹面、28は翼弦線、29は前縁接線、30は後縁接線、31は周方向（動翼2及びロータ5の回転方向）線、 α_{in} は入口角、 α_{out} は出口角、 β_{in} は流入角、 i は入射角、 WLE は前縁ウェッジ角を示す。

【0020】円群20は、翼型に内接する円をいう。反り線21は、円群20の中心を結んで得られる翼型の中心線をいう。前縁22は、反り線21と翼表面（翼型の輪郭）との交点のうち翼型の上流側に位置する交点をいう。後縁23は、反り線21と翼表面との交点のうち翼型の下流側に位置する交点をいう。前縁円24は、円群20のうち前縁22を含む円をいう。前縁円24の半径を、前縁半径という。前縁円弧24aは、翼表面のうち前縁円24と重なる円弧をいう。後縁円25は、円群20のうち後縁23を含む円をいう。後縁円25の半径を、後縁半径という。背面26は、反り線21を基準に翼型の凸側に位置する翼表面をいう。腹面27は、反り線21を基準に翼型の凹側に位置する翼表面をいう。翼

弦線28は、前縁22と後縁23とを結ぶ線分をいう。翼弦線28の長さを、翼弦長 c という。前縁接線29は、前縁22における反り線21の接線をいう。前縁接線29のうち、蒸気1の上流に向かう方向を前縁方向という。後縁接線30は、後縁23における反り線21の接線をいう。後縁接線30のうち、蒸気1の下流に向かう方向を後縁方向という。入口角 α_{in} は、前縁接線29の周方向線31からの角（前縁方向と周方向線31との挟角）をいう。出口角 α_{out} は、後縁接線30の周方向線31からの角（後縁方向と周方向線31との挟角）をいう。流入角 β_{in} は、流入方向19の周方向線31からの角（流入方向19と周方向線31との挟角）をいう。入射角 i は、入口角 α_{in} から流入角 β_{in} を減算した角度（ $i = \alpha_{in} - \beta_{in}$ ）をいう。前縁ウェッジ角 WLE は、前縁円弧24aの両端の点における接線同士がなす角をいう。尚、衝動段に使用する動翼2においては、その根元部の翼型の入口角 α_{in} と出口角 α_{out} とを加算した角度が、一般的には60度～90度であり、反動段に使用する動翼のそれに比較して小さい。また、衝動段に使用する動翼2においては、その根元部の翼型の入口角 α_{in} が45度以下であり、根元部から先端に向かうに伴い、入口角 α_{in} が大きくなる。即ち、根元部から先端に向かうに伴い翼型がねじれて形成されている。

【0021】以下、動翼2と静翼4との間の蒸気1の流れの様子について説明する。

【0022】図3、図4に、動翼と静翼との間の一般的な速度三角形を示す。図3、図4中、 c_1 は静翼4に流入する蒸気1の速度ベクトル、 c_2 、 c_2a は静翼4から流出する蒸気1の速度ベクトル、 c_3 動翼2から流出する蒸気1の速度ベクトル、 U は動翼2の速度ベクトル、 w_2 、 w_2a は動翼2を基準とした動翼2に流入する蒸気1の相対的な速度ベクトル、 w_3 は動翼2を基準とした動翼2から流出する蒸気1の相対的な速度ベクトル、速度ベクトルを示す。即ち、矢印の方向は速度の向きを、矢印の大きさは速度の大きさを示す。また、図3、図4中、32は動翼2の回転方向（周方向線31）を示す。

【0023】静翼4に流入した蒸気1の流れ（速度ベクトル c_1 ）は、静翼4において加速されると共に、回転方向32に転向させられる（速度ベクトル c_2 ）。動翼2は、速度ベクトル U で回転しているため、静翼4の蒸気1の流出速度、即ち動翼2への流入速度の回転座標系における相対的な蒸気1の流れが速度ベクトル w_2 となる。動翼2の入口角 α_{in} が、速度ベクトル w_2 に合致するように、動翼2が設計される。

【0024】ところが、図5に示すように、静翼損失や側壁境界層により、静翼4かたの蒸気1の流出速度が、速度ベクトル c_2 から速度ベクトル c_2a に減速される。静翼4の翼面の境界層及び静翼4の後縁の形状に起因する蒸気1の減速領域は、「静翼後流」と称される。

この蒸気1の減速により、静翼4と動翼2との間の速度三角形が変化し、速度ベクトル w_2 が速度ベクトル w_2a に変化する。この速度ベクトル w_2a の流入角は、速度ベクトル w_2 の流入角、即ち動翼2の入口角 α_{in} に対し、負の入射角 i を有することになる。そして、負の入射角 i を有すると、動翼2の前縁22の近傍の腹面27側の蒸気1の流れの境界層が厚くなり、又は蒸気1が腹面27から容易にはく離するため、動翼2におけるエネルギー損失が急激に増加する。

【0025】以下、動翼2の前縁22の近傍の蒸気1の流れの様子について説明する。

【0026】図5に、従来型のターボ機械用動翼における入射角 i がゼロのときの前縁近傍の模式図を示す。図6に、従来型のターボ機械用動翼における入射角 i がゼロのときの無次元静圧 p/P_0 と軸方向長さとの関係を示す。図7に、従来型のターボ機械用動翼における負の入射角 i を有するときの前縁近傍の模式図を示す。図8に、従来型のターボ機械用動翼における負の入射角 i を有するときの無次元静圧 p/P_0 と軸方向長さとの関係を示す。尚、無次元静圧 p/P_0 とは、翼面（背面26及び腹面27）上の静圧 p を、流入相対全圧 P_0 で無次元化したものをいう。また、軸方向長さとは、ロータ5の軸方向に対する動翼2の長さ（動翼2の翼巾）をいう。また、従来型のターボ機械用動翼とは、前縁円弧24aにおいて、前縁22から背面26側の前縁半径と、前縁22から腹面27側の前縁半径とがほぼ等しいものをいう。図5～図8中、40は蒸気1の流れの淀み点、41は前縁22に至るまでの蒸気1の流れ、42は背面26側へ流れた蒸気1の背面側流線、42aは背面26上の背面上流線、42cは背面26から離れた任意の流線42と流線42aとの間に形成される背面側流管、42dは流管42cの背面側流管断面積、42dminは前縁22近傍で断面積42dが極小となる背面側流管断面極小点、43は腹面27側へ流れた蒸気1の腹面側流線、43aは腹面27上の腹面上流線、43cは腹面27から離れた任意の流線42と流線43aとの間に形成される腹面側流管、43dは流管43cの腹面側流管断面積、43dminは前縁22近傍で断面積43dが極小となる腹面側流管断面極小点を示す。

【0027】図5に示すように、入射角 i がゼロのときは、流入角 β_{in} と入口角 α_{in} とが一致するときをいい、即ち、淀み点40と前縁22とが一致するときをいう。このとき、蒸気1の流れは、背面26側へは背面側流線42のように、腹面27側へは腹面側流線43のように、何れも翼面（背面26及び腹面27）に沿って滑らかである。そのため、背面側流管断面積42d及び腹面側流管断面積43dは、蒸気1の流れ方向（流線方向）に対し、局所的に急増している部分がない。

【0028】図6において、 $p/P_0=1.0$ となる点40pが、図5上の淀み点40に相当し、無次元静圧 p

／ P_0 がくびれている点42pが、図5上の背面側流管断面極小点42dminに相当し、無次元静圧 p/P_0 が極小となる点43pが、図5上の腹面側流管断面極小点43dminに相当する。腹面側流管断面極小点43dminの下流側で、無次元静圧 p/P_0 が上昇しているが、その上昇量は小さく、動翼2のエネルギー損失が増加する要因にならない。このことは、先述した腹面側流管断面積43dが、蒸気1の流れ方向（流線方向）に対し、局所的に増加していないことと対応している。

【0029】図7において、ロータ5の軸方向（流れ方向を正）をx軸、動翼2の回転方向32をy軸として、xy座標系を形成する。図7に示すように、負の入射角 i を有するときとは、淀み点40がx座標が最小となる点Aの近傍にずれるときをいう。そのため、腹面側流管断面積43dは、y座標が前縁22の近傍で極小となる点Bの近傍で極小となり、点B下流で急激に増加する。

【0030】図6と同様に図8において、 $p/P_0=1.0$ となる点40pが、図7上の淀み点40に相当し、無次元静圧 p/P_0 がくびれている点42pが、図7上の背面側流管断面極小点42dminに相当し、無次元静圧 p/P_0 が極小となる点43pが、図7上の腹面側流管断面極小点43dminに相当する。図6に比較すると、図8においては、腹面側流管断面極小点43dminの下流側で、無次元静圧 p/P_0 が急激に上昇している。この急激な圧力上昇に起因して背面上流線42aの境界層が急激に厚くなる、又ははく離を生じる。このため背面26の近傍の境界層の低エネルギー流体と速度こう配のない主流とが混合することによる混合損失が増加し、翼型損失が増加する。さらに、翼面から流れがはく離を起こした場合は、流れが非定常になり、急激に翼型損失が増加する。

【0031】このような、負の入射角 i による翼型損失の増加は、周方向に隣接する静翼4間に形成される流路面積の絞り率が小さく（静翼4における蒸気1の加速が小さく）、動翼2に流入する蒸気1の速度ベクトル w_2 が大きく、その入口角 α_{in} が45度以下の動翼2で顕著である。

【0032】以上の考慮して、本実施の形態では、動翼2の前縁22の形状を特定することにより、負の入射角 i に依存するエネルギー損失の増加を抑制した。

【0033】図9に、本発明のターボ機械用動翼の翼型の模式図を示す。円内は、前縁22を拡大したものである。図9に示すように、蒸気1の流入方向19を正の向きとして、軸方向の長さをx軸、動翼2の回転方向32の長さをy軸として、xy座標系をとる。図9中、点Aは翼型においてx座標が最小となる点、点Bは翼型の前縁22の近傍でy座標が極小となる点、点Cは点Aとy座標が等しい腹面27上の点、点Dは点Bとx座標が等しい線分AC上の点を示す。本実施の形態は、線分DCの長さを線分DBの長さの2倍以上とし、かつ点Bでの

曲率半径を前縁 2 2 の曲率半径より大きくしたことを特徴とする。

【0034】負の入射角 i に依存するエネルギー損失の増加の原因は、前縁 2 2 の近傍の腹面側流管断面積 $4\ 3\ d$ が、点 B 付近で急激に減少し、点 B から腹面 2 7 の下流側へ向かって急激に増加することにより、強い逆圧力勾配が生じることにある。この強い逆圧力勾配を抑制するためには、点 B の下流側の腹面 2 7 上の翼型表面 BC の曲率半径を大きくしてやる必要がある。そのため、まず点 B での曲率半径を、前縁 2 2 の曲率半径より大きくする。点 B は、翼型の前縁 2 2 の近傍で x 座標が極小となる点であるため、勾配 (dy/dx) B はゼロとなる。よって、腹面 2 7 上の翼型表面 BC の平均曲率は線分 BC の勾配 (DC/DB) を与えることで、近似的に決定することが可能である。そして、腹面 2 7 上の翼型表面 BC の曲率半径を、負の入射角 i によるエネルギー損失を抑制するのに十分大きくするためには、線分 BC の勾配 (DC/DB) が所定のしきい値より大きい必要 *

$$x^2 + (y - r)^2 = r^2$$

で表せる。更に点 C の座標を $(x_c, 1)$ とおくと、半径 r と、 x_c 即ち勾配 (DC/DB) との関係は、

$$r = \frac{x_c^2 + 1}{2}$$

【0038】で表せる。本実施の形態のように、勾配 $(DC/DB) = x_c = 2$ の場合、 $r = 2.5$ となる。これは、翼型表面 BC の平均曲率が、線分 DB の長さの約 2.5 倍になることを示している。このように大きな曲率半径を、翼型表面 BC で有することにより、蒸気 1 の流入方向 1 9 が、負の入射角 i を持つ場合に、前縁 2 2 の近傍の腹面 2 7 側で、大きな逆圧力勾配が生じるのを抑制することができ、エネルギー損失の増加を抑制することが可能となる。

【0039】図 11 に、本発明のターボ機械用動翼における負の入射角 i を有するときの無次元静圧 p/P_0 と軸方向長さとの関係を示す。本発明のターボ機械用動翼（本実施の形態の動翼 2）は、腹面側流管断面積 $4\ 3\ d$ が局所的に減少するのを抑制できるため、腹面側流管断面極小点 $4\ 3\ d_{min}$ の下流側、即ち無次元静圧 p/P_0 が極小となる点 $4\ 3\ p$ の下流側で発生する逆圧力勾配の大きさを小さくすることができる。これにより、動翼 2 が負の入射角 i を有するときでも、腹面 2 7 側で蒸気 1 の流れの境界層が急激に厚くなることを防止し、又は蒸気 1 の流れが腹面 2 7 から離れることを防止できるため、動翼 2 が負の入射角 i を有するときにエネルギー損失が急激に増加するのを抑制するという効果を奏する。

【0040】図 12 に、本発明のタービン機械用動翼における流入角とエネルギー損失との関係を示す。図 1 2

*がある。そして、経験上、本実施の形態では、その所定のしきい値を 2 とする。一方、線分 BC の勾配 (DC/DB) の上限は、例えば、周方向線 3 1 に隣接する動翼 2 の間に形成される流路の設計において、 (DC/DB) を大きくしすぎると入口流路が狭くなるために、その流路を、単調な絞り流路とすることにより決定される。

【0035】図 10 に、本発明のターボ機械用動翼の翼型の前縁の近傍を拡大した模式図を示す。図 10 中、点 B を原点、動翼 2 の回転方向 3 2 の長さを y 軸、軸方向の長さを線分 DB の長さで無次元化したものを x 軸として、 xy 座標系をとる。翼型表面 BC は、線分 BC として近似できる。よって、線分 BC を、半径 r の円弧とすると、点 B の勾配 (dy/dx) B がゼロであることより、翼型表面 BC は

【0036】

【数 1】

… (数 1)

20 ※ 【0037】

※ 【数 2】

… (数 2)

中、入口角 α_{in} と流入角 β_{in} との偏差が入射角 i であり、入口角 α_{in} の値よりも流入角 β_{in} の値が大きいときに負の入射角 i を有する。またエネルギー損失の最小値を E （従来型では、 $\beta_{in} = \alpha_{in}$ のときのエネルギー損失に相当する。）とし、エネルギー損失が E の 2 倍即ち $2E$ のときの大きい方の流入角の値を γ_{in} としたとき、 $H_{\alpha_{in}}$ は、エネルギー損失が E のときの流入角と γ_{in} との偏差を示す入射角マージンを示す。

【0041】図 12 によれば、本発明では、エネルギー損失の最小となる流入角より大きな流入角に対する、即ち負の入射角を有する場合のエネルギー損失が、従来型のエネルギー損失に比べ小さい。

【0042】図 13 は、本発明のタービン機械用動翼における勾配 (DC/DB) と入射角マージンとの関係を示す。入射角マージン $H_{\alpha_{in}}$ は、勾配 (DC/DB) が 2 付近を超える位置で急激に増加する。また、静翼 4 には構造上必ず後縁厚みがあり、その後縁厚みにより引き起こされる負の入射角には最小値 $4\ 5$ が存在する。本発明の前記勾配 (DC/DB) の下限値 2 に対する入射角マージン $H_{\alpha_{in}}$ は、図 13 に示したように負の入射角の最小値 $4\ 5$ よりも大きい。動翼 2 の設計時には、前記勾配 (DC/DB) を 2 以上の所定の値に設定する必要がある。そして、その所定の値は、動翼 2 の上流に位置する静翼 4 及び側壁等により引き起こされる最大入射角に比べ、入射角マージン $H_{\alpha_{in}}$ の方が大きな値とな

るように、図13を用いて決定される。そして、勾配(DC/DB)の所定の値は、設計上、3~5程度であることが好ましい。

【0043】図14に、本発明のタービン機械用動翼における段落損失分布の実験結果を示す。図15に、静翼、動翼及び段落損失の計測点の位置関係を示す。図15中、46は段落損失を計測する計測点、47は静翼後流(静翼4と後縁と動翼2の前縁22との間の蒸気1の流れ)、48は動翼後流(動翼2の後縁23と計測点46との間の蒸気1の流れ)を示す。段落損失とは、静翼4の前縁から動翼2の後縁まで(段落内)のエネルギー損失をいう。

【0044】段落損失は、動翼2の後縁23の下流に位置する計測点46で計測する。計測点46は、静翼4に対して、静翼後流47が動翼2の前縁22と干渉したときに、動翼後流48を計測できる位置とする。静翼4と計測点46との相対的な位置関係は変化しないが、動翼2が回転軸6の周りを回転していることから、動翼2と計測点46との相対的な位置関係は、周方向に変化する。そして、計測点46では、動翼2の回転に伴う段落損失の時間的変化が得られる。尚、図14では、その時間軸を、動翼2に固定した座標系の周方向に置き換えている。図14中、段落損失が低いところ即ち段落損失の分布が一定のところは、動翼後流48に相当する。また、段落損失が高いところ即ち段落損失の分布が山状のところは、前縁22に対する静翼後流47の相対的な偏向によって、動翼2に負の入射角が発生し、エネルギー損失が増加することを示す。図14によれば、本発明は、従来型に比較して、負の入射角によるエネルギー損失が小さい。即ち、本発明によれば、負の入射角によるエネルギー損失を減少し、これにより、段落損失を低減し、段落性能を向上し、蒸気タービン又はガスタービン等のターボ機械の効率を向上するという効果を奏する。

【0045】本実施の形態によれば、従来技術の動翼の前縁半径を大きくしたり、前縁ウェッジ角を大きくすることに比べ、負の入射角によるエネルギー損失の増加の物理的な機構を踏まえているため、従来技術に比べ、効果的に負の入射角によるエネルギー損失の増加を抑制するという効果を奏する。また、形状の特徴を無次元の形式で与えているために、翼型全体に対する影響も小さい。そのため、前縁半径を大きくすることができなかった動翼2の根元近傍に対しても、本実施の形態を適用することができ、負の入射角によるエネルギー損失の増加を抑制するという効果を奏する。

【0046】図16に、本発明のターボ機械用動翼の前縁近傍の表面の勾配(dy/dx)の変化を示す。図17に、本発明のターボ機械用動翼の前縁近傍の模式図を示す。図16中の曲線50及び図17(a)は、翼型表面BCが変曲点を有さない場合を示す。図16中の曲線51及び図17(b)は、翼型表面BCが変曲点Eを有

する場合を示す。尚、図16中のx軸は、図9中のx軸に相当する。

【0047】点Cの勾配(dy/dx)Cは、隣接する動翼2間に形成される流路の形状から制限されるため、点Cでの勾配(dy/dx)Cを一定とする。また、前述のように、点Bの勾配(dy/dx)Bは、定義よりゼロである。このように両端の勾配が固定されている翼型表面BCが変曲点Eを有する場合は、翼型表面BCが変曲点Eを有さない場合に比べ、翼型表面BCの勾配(dy/dx)が一時的に大きくなる部分が生じる。即ち、図16に示すように、翼型表面BCが変曲点Eを有さない曲線50では、翼型表面BCの勾配(dy/dx)の最大値が点Cの勾配(dy/dx)Cであるのに対し、翼型表面BCが変曲点Eを有する曲線51は、翼型表面BC上の変曲点Eの勾配(dy/dx)Eが、点Cの勾配(dy/dx)Cよりも大きくなり、曲線51中の最大値となる。また、図17に示すように、翼型表面BCが変曲点Eを有する場合は、変曲点Eの近傍で勾配(dy/dx)Eが大きくなるために、腹面側流管断面積43dの広がりが大きくなり、逆圧力勾配が大きくなる。このように、変曲点Eの近傍で逆方向勾配が大きくなることにより、翼型表面BCの境界層が厚くなり、又ははく離するため動翼2のエネルギー損失が増加する。また、流れは凸面上を流れるほうが、凹面上を流れるよりも安定である。以上のことを考慮すると、動翼2の前縁22の近傍の翼型形状として、線分DCの長さが線分DBの長さの2倍以上とし、かつ点Bでの曲率半径を前縁22の曲率半径より大きくすることに加え、翼型表面BCを変曲点Eを有さない形状とすることにより、動翼2に対し負の入射角を持って蒸気1が流入してくる場合において、動翼2の前縁22の付近で境界層が厚くなり、又ははく離することを抑制することがより効果的になり、段落損失を低減することができる。

【0048】上記実施の形態では、二次元翼型として述べたが、線分DCの長さが線分DBの長さの2倍以上とし、かつ点Bでの曲率半径を前縁の曲率半径より大きくするという基準を、三次元動翼のすべての設計断面翼型に適用しても同様の効果を奏する。

【0049】

【発明の効果】本発明によれば、翼型断面上で、前記ロータの軸方向でかつ前記流体の流入方向を正とした向きをx軸、回転方向をy軸とした直交座標系を定義し、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記直交座標系のx座標が最小となる点を点A、前縁部近傍の翼型表面の輪郭で前記直交座標系のy座標が最小となる点を点B、前縁部近傍の翼型断面の輪郭で前記点Aと前記直交座標系のy座標が等しい点を点C、前記点Bと前記直交座標系のx座標が等しくかつ線分AC上にある点を点Dとしたとき、線分DCの長さが線分DBの長さの2倍以上で、かつ、点Bの近傍に形成される円弧状の翼型断面の輪郭の曲率

半径を、前縁部を形成する円弧状の翼型断面の輪郭の曲率半径より大きくすることにより、負の入射角を有する場合に、動翼の前縁部の腹面側で、流体の翼面境界層の厚さが増加するのを抑制し、又は流体のはく離を抑制し、これにより、入射角に依存するエネルギー損失の増加を抑制するという効果を奏する。

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明のターボ機械用動翼を適用した蒸気タービンの横断面図。

【図 2】本発明のターボ機械用動翼の任意の横断面の翼型を示す図。

【図 3】動翼と静翼との間の一般的な速度三角形を示す図。

【図 4】動翼と静翼との間の一般的な速度三角形を示す図。

【図 5】従来型のターボ機械用動翼における入射角 i がゼロのときの前縁近傍の模式図。

【図 6】従来型のターボ機械用動翼における入射角 i がゼロのときの無次元静圧 p/P_0 と軸方向長さとの関係を示す図。

【図 7】従来型のターボ機械用動翼における負の入射角 i を有するときの前縁近傍の模式図。

【図 8】従来型のターボ機械用動翼における負の入射角 i を有するときの無次元静圧 p/P_0 と軸方向長さとの関係を示す図。

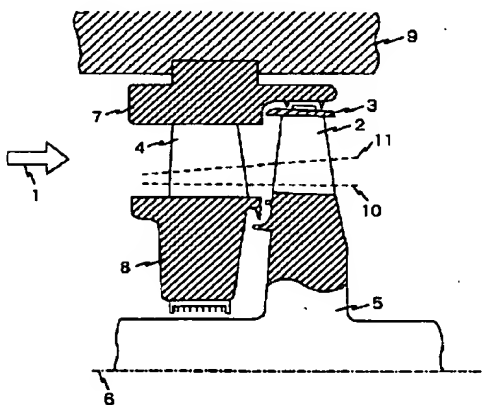
【図 9】本発明のターボ機械用動翼の翼型の模式図。

【図 10】本発明のターボ機械用動翼の翼型の前縁の近傍を拡大した模式図。

【図 11】本発明のターボ機械用動翼における負の入射角 i を有するときの無次元静圧 p/P_0 と軸方向長さとの関係を示す。

【図 1】

図 1



【図 12】本発明のタービン機械用動翼における流入角とエネルギー損失との関係を示す図。

【図 13】本発明のタービン機械用動翼における勾配 (DC/DB) と入射角マージンとの関係を示す図。

【図 14】本発明のタービン機械用動翼における段落損失分布の実験結果を示す。

【図 15】静翼、動翼及び段落損失の計測点の位置関係を示す図。

【図 16】本発明のターボ機械用動翼の前縁近傍の表面の勾配 (dy/dx) の変化を示す図。

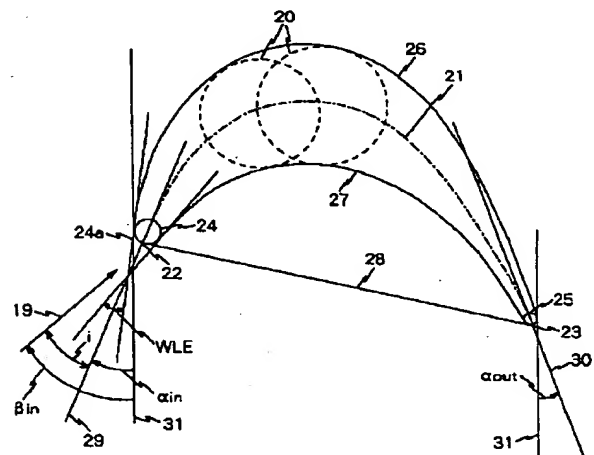
【図 17】本発明のターボ機械用動翼の前縁近傍の模式図。

【符号の説明】

1…蒸気、2…動翼、3…シュラウド、4…静翼、5…ロータ、6…回転軸、7…ダイヤフラム外輪、8…ダイヤフラム内輪、9…車室、10…円筒面、11…円錐面、19…流入方向、20…円群、21…反り線、22…前縁、23…後縁、24…前縁円、24a…前縁円弧、25…後縁円、26…背面、27…腹面、28…翼弦線、29…前縁接線、30…後縁接線、31…周方向線、40…流れの淀み点、41…流線、42…背面側流線、42a…背面上流線、42c…背面側流管、42d…背面側流管断面積、42dmin…背面側流管断面極小点、43…腹面側流線、43a…腹面上流線、43c…腹面側流管、43d…流管 43c の腹面側流管断面積、43dmin…腹面側流管断面極小点、45…負の入射角の最小値、46…段落損失を計測する計測点、47…静翼後流、48…動翼後流、 α_{in} …入口角、 α_{out} …出口角、 β_{in} …流入角、 i …入射角、WLE…前縁ウェッジ角、 $H_{\alpha_{in}}$ …入射角マージン。

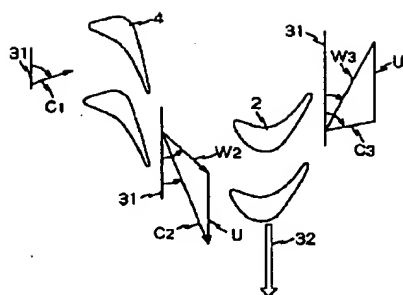
【図 2】

図 2



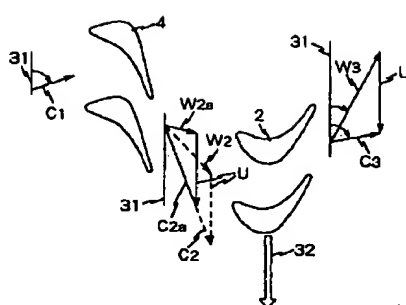
【図 3】

3



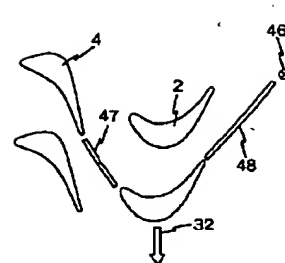
【圖 4】

4



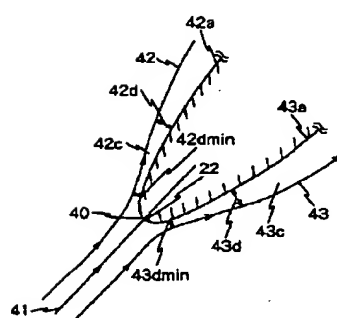
【図 15】

图 15



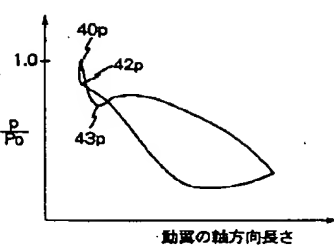
【図 5】

5



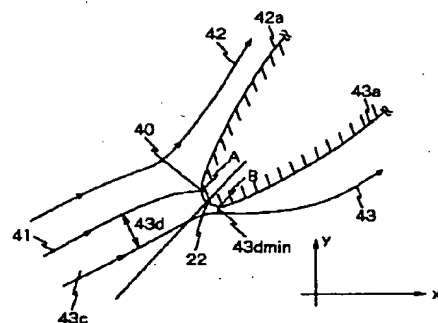
【图 6】

6



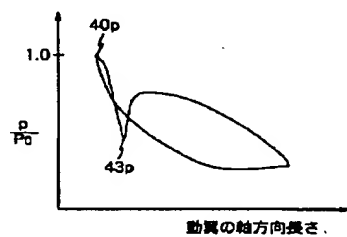
【図 7】

7



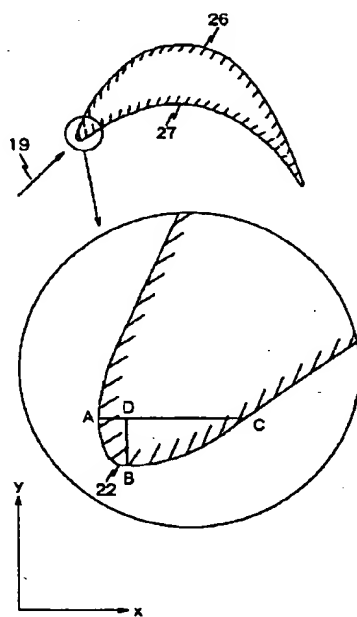
【図8】

8



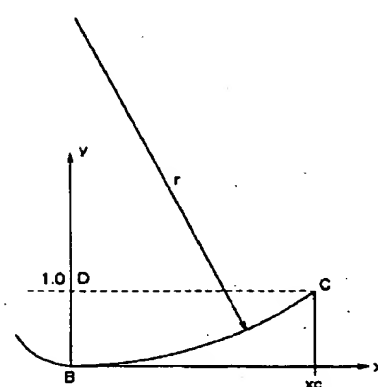
【図 9】

9



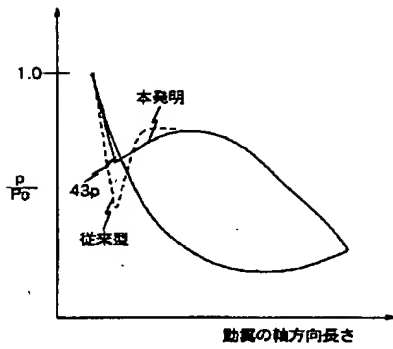
【図 10】

10



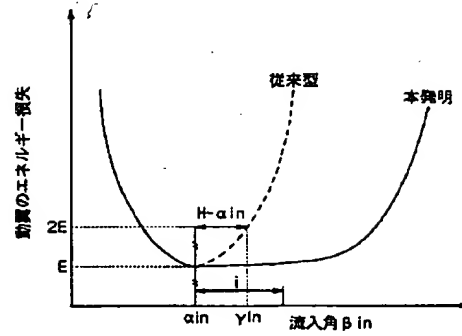
【図11】

図 11



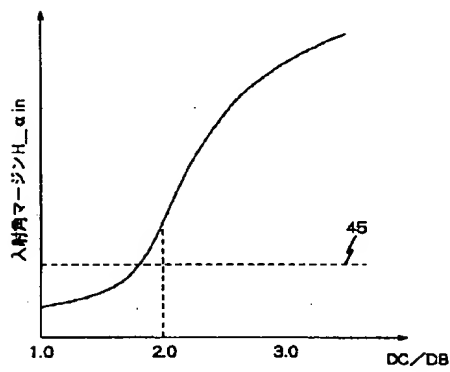
【図12】

図 12



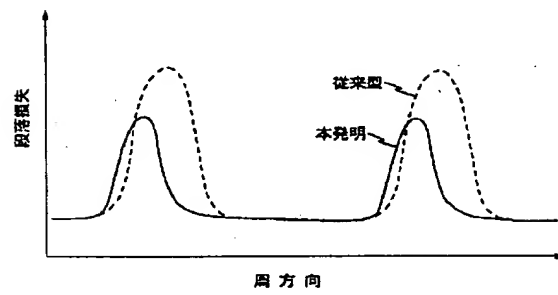
【図13】

図 13



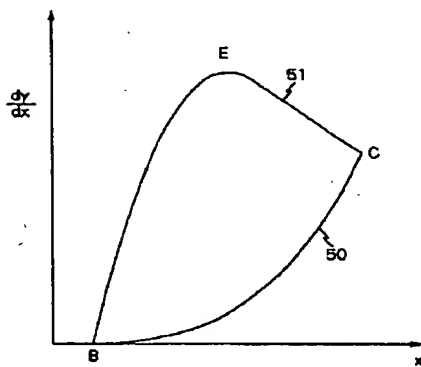
【図14】

図 14



【図16】

図 16



【図17】

図 17

